

연속 추력제어 연소시험을 위한 단계별 시험들

강철웅^a · 이신우^a · 한선우^a · 이강영^a · 정하동^a · 최동우^a · 안규복^{a,*}

Step-by-step Tests for Continuous Thrust Control Hot-firing Test

Cheolwoong Kang^a · Shinwoo Lee^a · Sunwoo Han^a · Kangyeong Lee^a ·
Hadong Jung^a · Dongwoo Choi^a · Kyubok Ahn^{a,*}

^aSchool of Mechanical Engineering, Chungbuk National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: kbahn@cbnu.ac.kr

ABSTRACT

Results of dry-run tests, cold-flow tests, and hot-firing tests performed to throttle a methane engine uni-element thrust chamber are covered in the paper. After installing flow control valves on the oxidizer and fuel supply lines of the methane engine combustion test facility, a number of dry-run tests were repeated so that the valves could reach set strokes quickly and stably. Then, cold-flow tests using liquid nitrogen and gaseous nitrogen were conducted to confirm the stable supply of the simulated propellants according to the valve control. Finally, using liquid oxygen and gaseous methane, hot-firing tests for fixed and continuous thrust control of 50% to 10% of the nominal thrust were successfully performed.

초 록

본 논문에서는 메탄엔진 단일분사기급 연소기의 추력제어를 위해 수행된 드라이런 테스트, 수류시험, 그리고 연소시험 결과를 다루었다. 메탄엔진 연소시험설비의 산화제 및 연료 공급 라인에 유량제어 밸브를 설치한 후, 다수의 드라이런 테스트를 수행하여 밸브가 설정된 스트로크에 빠르고 안정적으로 도달할 수 있도록 하였다. 다음 액체질소와 기체질소를 사용한 수류시험을 진행하여 밸브 제어에 따른 모사 추진제의 안정적인 공급을 확인하였다. 최종적으로 액체산소와 기체메탄을 사용하여 정격 추력 대비 50%~10%의 고정 추력제어 연소시험과 연속 추력제어 연소시험을 성공적으로 수행하였다.

Key Words: Cold-flow Test(수류시험), Flow Control Valve(유량제어 밸브), Hot-firing Test(연소시험), Methane Engine(메탄엔진), Thrust Control(추력제어)

Nomenclature

Received 9 November 2022 / Revised 8 December 2022 / Accepted 15 December 2022
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

A_e : Nozzle exit area
 A_i : Inner area
 A_t : Nozzle throat area

C_{exp}^*	: Experimental characteristic velocity
C_{ideal}^*	: Ideal characteristic velocity
C_p	: Specific heat at constant pressure
C_v	: Flow coefficient
D_F	: Fuel exit outlet diameter
D_O	: Oxidizer exit outlet diameter
d_F	: Fuel exit inner diameter
d_H	: Oxidizer inlet hole diameter
d_O	: Oxidizer inner orifice diameter
F	: Thrust
F_v	: Vacuum thrust
L_R	: Recess length
\dot{m}	: Mass flow rate
\dot{m}_c	: Coolant mass flow rate
\dot{m}_T	: Total propellant mass flow rate
OFR	: Oxidizer to fuel mixture ratio
P_a	: Atmospheric pressure
P_C	: Combustion chamber pressure
P_e	: Nozzle exit pressure
P_i	: Valve inlet pressure
P_o	: Valve outlet pressure
Q	: Liquid flow rate
Q_G	: Gas flow rate
S.G.	: Specific gravity
T	: Gas temperature
ΔT_c	: Coolant temperature variation
v_e	: Nozzle exit gas velocity
$2a$: Oxidizer outlet full taper angle
η_{C^*}	: Efficiency of characteristic velocity

로켓엔진의 단순화된 추력 방정식은 Eq. 1과 같다. 로켓엔진의 추력은 질량 유량, 배기가스 속도, 주위 압력, 노즐 출구 압력 그리고 노즐 출구 면적의 함수가 된다. 따라서 추력제어는 공급되는 질량 유량을 조절하거나 노즐목 혹은 노즐 출구의 면적을 변화시키는 방식으로 구현될 수 있다. 노즐 출구 면적의 변화만으로는 추력제어의 범위가 한정되며 높은 열유속이 발생하는 노즐목의 구조적 변동은 매우 어렵기 때문에, 액체로켓엔진에서의 추력제어는 추진제 질량 유량을 조절하는 방법을 사용하게 된다[1,4].

$$F = \dot{m}v_e + (P_e - P_a)A_e \quad (1)$$

추진제의 유량조절은 가압 시스템(추진제 탱크 압력, 펌프 등)과 유량제어 밸브(flow control valve, FCV)를 통해 이루어진다. 유량제어 밸브로는 글로브 타입, 버티플라이 타입, 캐비테이션 벤츄리 타입 등이 사용되며, 밸브의 유로 면적을 변화시켜 유량을 조절하게 된다[5-8].

본 연구팀은 유량제어 밸브를 이용하여 단일 분사기급 연소기의 추력제어 연구를 수행하였다. 이를 위해 기존 충북대학교 메탄엔진 연소시험 설비에 유량제어 밸브를 추가로 설치하였다. 본 논문에서는 메탄엔진 단일분사기급 연소기의 추력제어를 위해 수행된 드라이런 테스트, 모사 추진제 수류시험, 그리고 고정 추력제어/연속 추력제어 연소시험 결과를 기술하였다.

2. 유량제어 밸브 및 단일분사기급 연소기

2.1 유량제어 밸브

메탄엔진 단일분사기급 연소기의 추력제어 연구를 위해 산화제와 연료의 유량조절이 가능하도록 충북대학교 1 kN급 메탄엔진 연소시험설비에 유량제어 밸브를 설치하였다. 산화제 공급 라인과 연료 공급 라인 각각에 산화제 유량제어 밸브(FCV_O)와 연료 유량제어 밸브(FCV_F)가 설치되었다. 유량제어 밸브를 선정할 때는 밸브의 용

1. 서 론

액체로켓엔진은 고체로켓엔진과 비교하여 일반적으로 비추력이 높으며 추력제어가 가능하여 발사체의 효율적인 임무 목표 달성을 가능하게 한다. 최근 필요성이 더해가고 있는 재사용 발사체나 달/화성 탐사선의 착륙을 위해서는 소프트 랜딩이 필수적이며 이를 위해서는 액체로켓엔진의 추력제어가 핵심 기술이 된다[1-3].

량을 표기하는 단위인 C_v (flow coefficient, 유량 계수)를 알아야 한다. 산화제인 액체산소 유량제어 밸브의 C_v 는 Eq. 2와 같이 작동 유체의 비중, 유량, 밸브 전/후단의 차압으로 계산된다. 연료인 기체메탄의 경우 압축성 계수가 0.3 이상으로 C_v 계산에는 기체의 압축성을 고려해야 한다. 기체메탄 유량제어 밸브의 C_v 는 밸브 내 유동이 임계류(critical flow)인 경우 Eq. 3을, 아임계류(sub-critical flow)인 경우 Eq. 4를 통해 구할 수 있다[6,9,10].

$$C_v = Q \sqrt{\frac{S.G.}{P_i - P_o}} \quad (2)$$

$$C_v = \frac{Q_G \sqrt{S.G. \times T}}{816 \times P_i} \quad (3)$$

$$C_v = \frac{Q_G}{962} \sqrt{\frac{S.G. \times T}{P_i^2 - P_o^2}} \quad (4)$$

유량제어 밸브의 C_v 를 제어하는 방식으로는 Fig. 1에서 볼 수 있듯이 quick opening, linear, equal percentage 방식 등이 있다. Quick opening 방식은 처음 밸브를 오픈할 때 유량 변화가 크며 이후에는 유량 변화가 거의 없는 방법으로 주로 밸브의 on/off 용도로 사용된다. Linear 방식은 밸브의 전/후단에서 차압이 작은 경우에 사용되며 유량 변화를 일정하게 하고자 할 때 적용된다. Equal percentage 방식은 차압이 큰 경우에 사용되며, 넓은 범위의 유량 조건

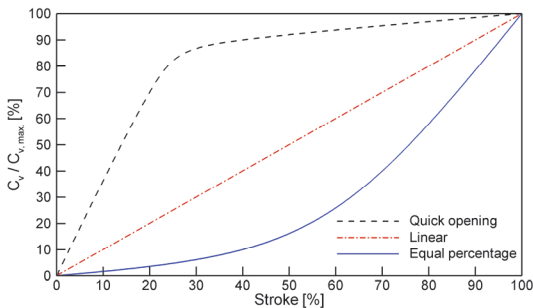


Fig. 1 C_v curve of different control valve types.

에서도 유량조절이 가능하다는 장점이 있다[6]. 연소기 정격 추력의 10%까지 연소시험을 수행하기 위해, 밸브 전/후단의 차압이 크며 넓은 범위의 유량 조건에서도 효율적으로 추진제가 공급되도록 equal percentage 방식을 선정하였다. 선정된 유량제어 밸브의 모델을 Table 1에 정리하였으며, 연소시험설비에 설치된 유량제어 밸브를 Fig. 2에서 확인할 수 있다. 밸브의 스트로크는 공압을 이용하여 액추에이터에 의해 조절되며 positioner에는 PID 제어(proportional integral differential controller)가 적용되어 있다.

2.2 단일분사기급 연소기

모델이 되는 3톤급 메탄엔진에는 팽창식 폐쇄형 사이클이 적용되며, 60개의 분사기가 사용된

Table 1. Specification of flow control valves.

		FCV _O	FCV _F
Valve	Maker	Seojeon Valmac	
	Model	VM-1500	VM-1420
Positioner	Maker	Rotork	
	Model	YT-3400	
Regulator	Maker	Rotork	
	Model	YT-200B	

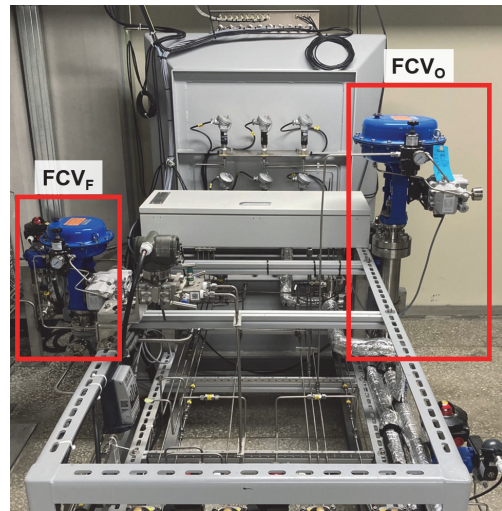


Fig. 2 Photograph of installed flow control valves.

다. 연소시험을 통해 분사기의 리세스 길이와 산화제의 전단/와류 분사에 따른 연소특성을 확인하기 위해 하나의 분사기를 갖는 단일분사기급 연소기가 설계/제작되었다. Fig. 3은 단일분사기급 연소기의 개략도이며 설계점 조건에서의 성능 규격을 Table 2에 정리하였다. 단일분사기급 연소기는 연소기 헤드, 연소실 실린더부, 연소실 노즐부로 구성되며, 각각은 볼트, 너트, 구리 가스켓으로 결합된다.

팽창식 사이클 엔진에는 극저온의 연료가 사용된다. 극저온의 연료는 연소실 냉각채널을 통과하며 온도가 상승하여 기화된 상태로 터빈을 지나 연소기 헤드로 공급된다. 따라서 단일분사기급 연소기에는 액체산소/기체메탄의 추진제 조합이 적용되었다. 액체/기체 추진제 조합에서는 연소 성능과 안정성이 입증된 동축형 분사기가 주로 사용되며, 추진제의 분사 방식에 따라 전단형 혹은 와류형으로 구분된다[4]. 본 연구팀은 분사기의 리세스 길이, 테이퍼 각도, 그리고 산화제의 전단/와류 분사에 따른 연소특성을 확인하기 위해 리세스 길이가 0.0, 2.5, 5.0 mm를 갖고, 테이퍼 각도가 0°와 15°로 서로 다르며, 산

화제가 전단/와류 분사되는 총 12개의 분사기를 제작하였다. Fig. 4는 제작된 전단동축형 분사기의 개략도를 나타내며, Table 3에 본 연구에 사용된 전단동축형 분사기의 형상 변수와 치수를 정리하였다. 분사기 교체가 용이하도록 제작된 분사기와 연소기 헤드는 볼트와 구리 가스켓으로 결합되도록 설계되었으며, 연소기 헤드의 분사기면은 노즐부와 실린더부의 냉각채널을 통과한 물로 냉각되었다.

단일분사기급 연소기의 실린더부와 노즐부는 재생냉각 연소실을 모사하여 냉각채널을 갖도록 설계되었다. 실린더부는 높이 1.00 mm, 폭 1.28 mm의 냉각채널 60개를 갖도록 제작되었다. 내피는 구리합금, 외피는 UNS 31803 소재로 기계 가공 후 브레이징으로 접합되었다. 또한 주 추진제의 점화에 사용되는 토치 점화기의 설치를 위한 포트, 연소실 압력과 냉각채널 입구 및 출구의 온도/압력 측정을 위한 포트가 가공되어 있다. 노즐부는 순동을 사용하여 적층제조 되었다. 노즐부는 단면 직경이 줄어들기 때문에 38개의 냉각채널이 부드럽게 19개로 줄어들도록 설계되었다. 노즐부에도 냉각채널 입구 및 출구의 온도/

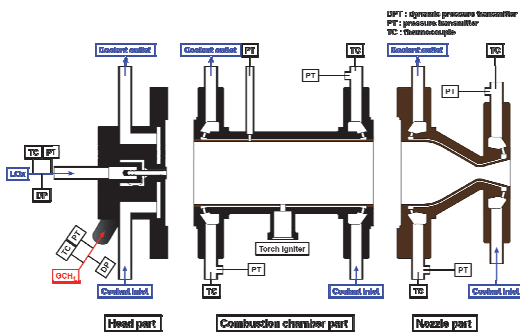


Fig. 3 Schematic of the uni-element thrust chamber.

Table 2. Specification of the uni-element thrust chamber.

Parameter	Value
F_v [N]	490
P_c [bar]	45
OFR	3.40
\dot{m}_T [g/s]	141.63

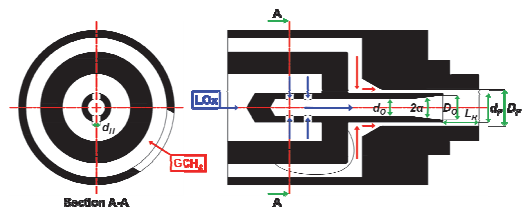


Fig. 4 Schematic of the shear coaxial injector.

Table 3. Specification of the shear coaxial injector.

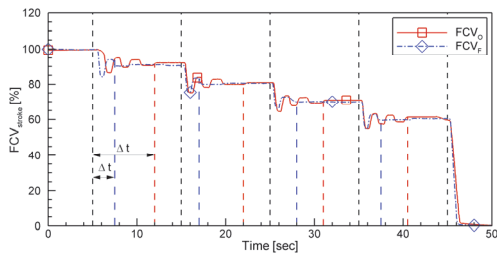
Parameter	Value
D_F [mm]	5.0
D_O [mm]	3.4
d_F [mm]	4.0
d_H [mm]	1.2
d_O [mm]	2.4
L_R [mm]	0.0
$2a$ [°]	15

압력 측정을 위한 포트가 제작되었다. 연소기 헤드의 분사기면으로부터 노즐목까지의 길이는 188.50 mm, 연소실 직경은 45.75 mm, 노즐목 직경은 8.36 mm, 노즐 출구 직경은 21.10 mm이다. 노즐부 하류에서 공급된 냉각수는 노즐부 냉각채널을 지난 후 상류로 배출되고, 다시 실린더부 하류로 공급되어 실린더부 냉각채널을 통과한 후 상류로 배출되었다.

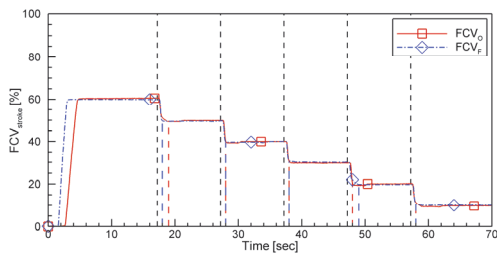
3. 드라이런 테스트 및 수류시험

3.1 드라이런 테스트

메탄엔진 연소시험설비에 유량제어 밸브를 설치한 후에 연소시험 전 밸브의 작동성을 확인하기 위해 드라이런 테스트가 수행되었다. 드라이런 테스트란 연소시험설비에 추진제를 공급하지 않은 상태에서 밸브와 센서들이 정상적으로 작동되는지 확인하기 위해 이루어지는 시험이다. Fig. 5(a)는 최초 수행된 유량제어 밸브 드라이런 테스트 결과로 시간에 따른 밸브 스트로크 변화를 나타낸다. 검은색 점선은 유량제어 밸브가 설



(a)



(b)

Fig. 5 Stroke variation of flow control valves: (a) first dry-run test and (b) final dry-run test.

정 스트로크로 변하는 신호를 주는 시점이며 빨간색과 파란색 점선은 각각 FCV_O 와 FCV_F 가 설정 스트로크에 도달한 시점이다. FCV_O 와 FCV_F 가 설정 스트로크에 도달하는데 각각 약 6초와 4초 이상의 시간이 소요되었다. 연속 추력제어 연소시험을 수행하기에는 밸브의 작동시간이 너무 길다고 판단되었다. 유량제어 밸브가 설정 스트로크에 도달하는 시간을 줄이고자 PID 각각의 K 값과 오차 허용 비율을 나타내는 dead zone을 변경하며 수십 차례 유량제어 밸브에 대한 드라이런 테스트를 수행하였다. Fig. 5(b)는 최종 드라이런 테스트의 결과로 유량제어 밸브가 설정 스트로크에 1초 이내로 도달하는 것을 확인하였다.

3.2 수류시험

연소시험 수행 전 추진제의 안정적인 공급을 확인하기 위해 테스트 스탠드에 연소기 헤드만을 설치한 후 안전을 위해 모사 추진제인 액체 질소와 기체 질소를 사용하여 수류시험을 수행하였다. 모사 산화제인 액체 질소는 기체 질소를 이용하여 40 bar로 가압되었으며, 모사 연료인 기체 질소는 레귤레이터를 통해 35 bar로 감압되어 공급되었다. 수류시험은 70초 동안 FCV_O 와 FCV_F 의 스트로크를 60%에서 10%까지 10%씩 감소시키며 연속적으로 진행되었다. Fig. 6은 수류시험의 결과로 유량제어 밸브의 스트로크가 감소하며, 추진제 질량 유량도 감소하는 것을 확인할 수 있다. Fig. 7은 수류시험의 모습으로 유량제어 밸브의 스트로크가 감소할수록 추진제의

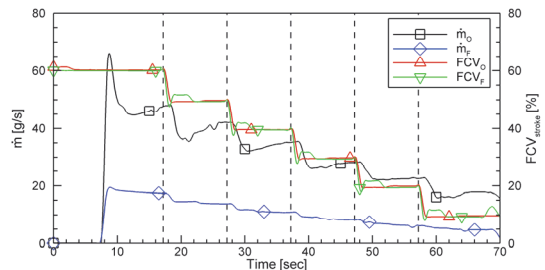


Fig. 6 Mass flow rate and FCV stroke in the cold-flow test.

분무길이가 점차 짧아지는 것이 확인된다. 수류 시험에서의 유량제어 밸브의 Cv 값을 Fig. 10에 나타내었다. 이에 대한 결과는 4장에서 함께 설명하였다.

4. 연소시험

드라이런 테스트와 수류시험을 진행하여 밸브의 작동성과 추진제의 안정적인 공급을 확인한 후에 연소시험이 수행되었다. 충북대학교 연소시

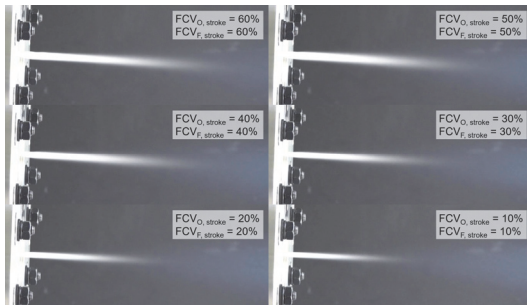


Fig. 7 Snapshot of the cold-flow test.

험설비에 설치된 유공압 및 제어계측 시스템에 관해서는 Kang 등[11]의 논문에 상세히 서술되어 있다. 연속 추력제어 연소시험 전 정격 추력의 50%부터 10%까지 고정 추력제어 연소시험이 먼저 진행되었으며 이후 연속 추력제어 연소시험도 동일한 추력 범위에서 수행되었다. 고정 추력 연소시험과 연속 추력제어 연소시험 조건은 Table 4에 정리하였다. Table 4에서 FTN(fixed thrust hot-firing test number)은 고정 추력제어 연소시험을, CTN(continuous thrust control hot-firing test number)은 연속 추력제어 연소시험을 의미한다. 모든 연소시험에서 액체산소 런 탱크 가압 압력은 35 bar였으며, 기체메탄도 레귤레이터를 통해 35 bar로 감압되어 공급되었다. 연소시험에서 유량제어 밸브의 설정 스트로크 값을 Table 4에 기술하였다.

Table 4에 고정 추력제어 연소시험과 연속 추력제어 연소시험에서의 연소실 압력과 혼합비를 나타내었다. 연소실 압력 18.34~5.96 bar, 혼합비 2.82~5.07 범위에서 고정 추력제어 20초 연소시험이 7회 진행되었으며, 연소실 압력 18.04~5.31 bar, 혼합비 3.18~4.39 범위에서 연속 추력

Table 4. Condition and result of fixed thrust and throttling hot-firing tests.

	Condition of hot-firing test					Result of hot-firing test	
	Supply pressure [bar]		Stroke [%]		Target thrust ratio [%]	Combustion pressure [bar]	OFR
	Oxidizer	Fuel	FCV _O	FCV _F			
FTN#1	35	35	70	60	50	18.34	3.67
FTN#2			60	60	50	16.47	2.82
FTN#3			57	60	50	16.51	3.00
FTN#4			57	48	40	15.39	3.66
FTN#5			45	40	30	13.06	4.75
FTN#6			30	30	20	10.40	5.07
FTN#7			10	10	10	5.96	4.74
CTN#1	35	35	71	63	50~10(Δ10%)	18.04	3.18
			57	52		16.14	3.90
			37	43		12.89	3.88
			17	29		9.16	3.79
			3	6		5.31	4.39

제어 100초 연소시험이 1회 수행되었다. Fig. 8은 연속 추력제어 연소시험의 사진들이다. 연소실 압력이 낮아지며 노즐부 출구에서 배기 플룸의 길이가 짧아지는 것이 확인된다.

연속 추력제어 연소시험 시 연소실 압력, 추진제 질량 유량, 그리고 FCV의 스트로크 값을 Fig. 9에 도시하였다. 4~6초 구간의 압력은 주 추진제의 점화를 위해 사용되는 토치 점화기의 연소 압력이다. 약 7초에 추진제가 공급되면서 토치 점화기에 의해 주 추진제의 점화가 이루어지며 연소실 압력이 상승하는 것을 확인할 수 있다. 점선은 FCV의 스트로크가 변경되는 시점으로 FCV의 스트로크 변화에 따라 추진제 질량 유량이 감소하고 연소실 압력도 낮아지는 것이 확인된다. 연소시험 데이터는 노이즈를 최소화하기 위해 FCV의 설정 스트로크가 변하는 시점의 1.1초 전 0.2초 구간을 평균하였다.

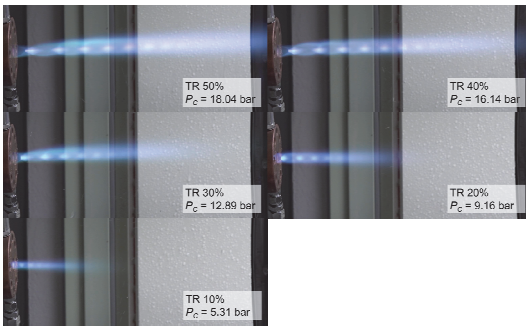


Fig. 8 Snapshot of the throttling hot-firing test.

수류시험, 고정 추력제어 연소시험, 연속 추력제어 연소시험에서 유량제어 밸브의 C_v 값을 Fig. 10에 나타내었다. Fig. 10(a)와 10(b)는 각각 FCV_O 와 FCV_F 의 C_v 값이다. 제조사에서 제공한 C_v 값(Vendor)과 수류시험 및 연소시험에서의 C_v 값을 비교하면 조금의 차이는 있지만 전체적인 경향성은 일치하였다. 추후 추력제어 연소시험을 수행하여 얻은 데이터를 통해 보정하면 더욱 정확한 유량조절이 가능할 것으로 예상된다.

연소 성능을 확인하기 위해 연소특성속도와 특성속도 효율을 구하였다. Eq. 5와 Eq. 6을 통해 실제 특성속도와 특성속도 효율을 계산하였으며, 이때 이론 특성속도는 연소시험에서 측정된 연소실 압력과 혼합비를 상용프로그램인 RPA(Rocket Propulsion Analysis) 프로그램에 입력하여 구하였다[12,13].

$$C_{exp}^* = \frac{P_c \times A_t}{\dot{m}_t} \quad (5)$$

$$\eta_{C^*} = \frac{C_{exp}^*}{C_{ideal}^*} \quad (6)$$

계산된 고정 추력제어 연소시험과 연속 추력제어 연소시험의 실제 및 이론 특성속도와 특성속도 효율을 Fig. 11(a)와 11(b)에 도시하였다. 이론 특성속도는 낮은 추력(낮은 연소실 압력)으로 갈수록 당연히 감소해야 하지만 연소시험에서

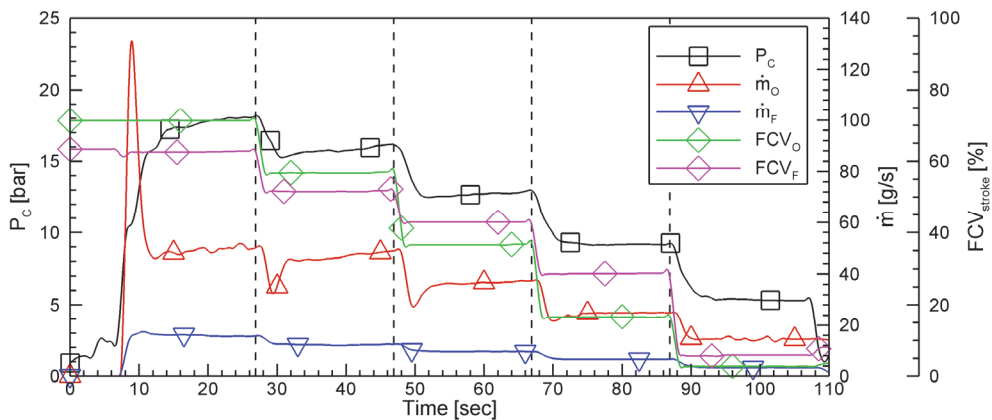


Fig. 9 Combustion pressure, mass flow rate, and FCV stroke during the throttling hot-firing test.

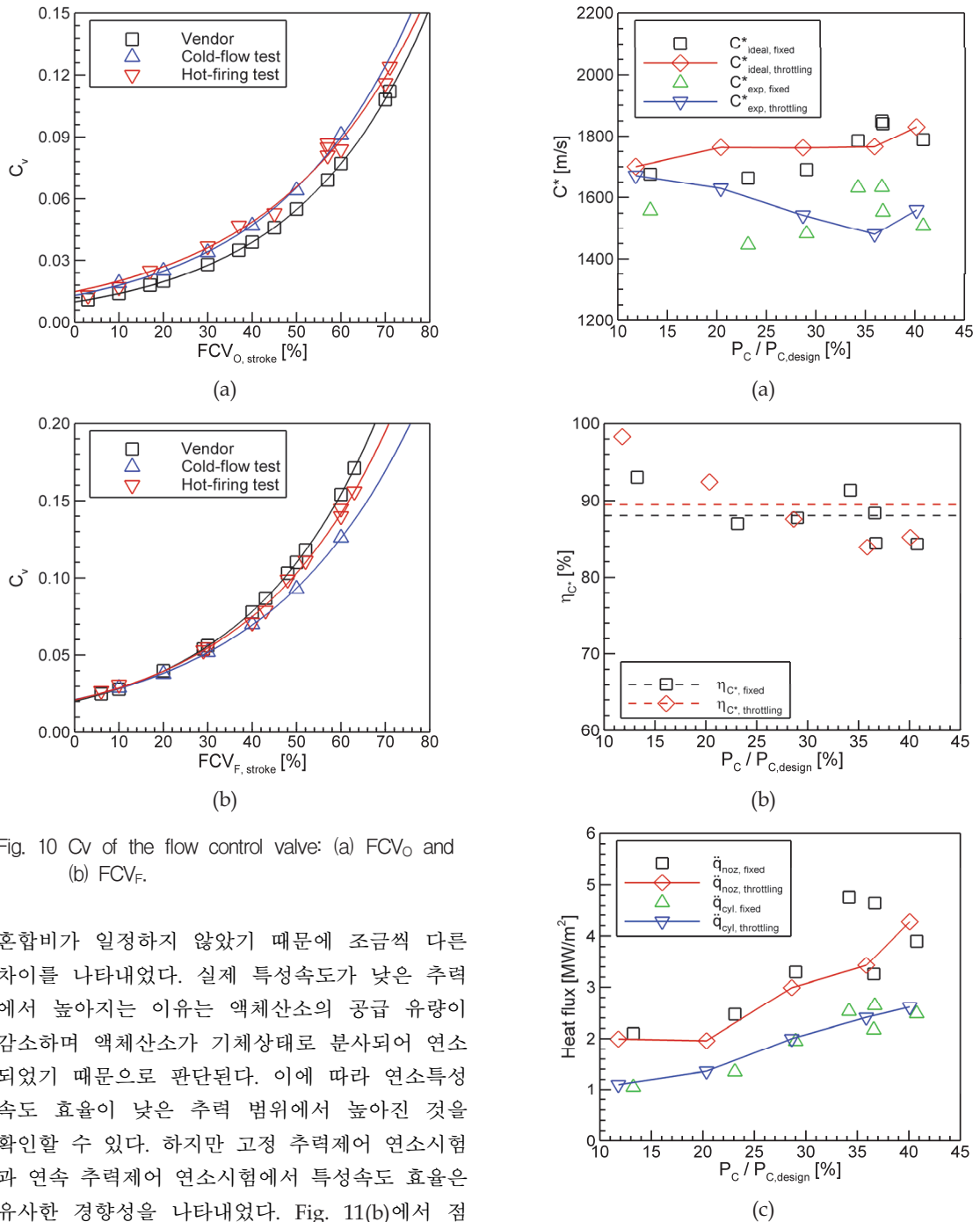


Fig. 10 C_v of the flow control valve: (a) FCV_O and (b) FCV_F .

혼합비가 일정하지 않았기 때문에 조금씩 다른 차이를 나타내었다. 실제 특성속도가 낮은 추력에서 높아지는 이유는 액체산소의 공급 유량이 감소하며 액체산소가 기체상태로 분사되어 연소되었기 때문으로 판단된다. 이에 따라 연소특성 속도 효율이 낮은 추력 범위에서 높아진 것을 확인할 수 있다. 하지만 고정 추력제어 연소시험과 연속 추력제어 연소시험에서 특성속도 효율은 유사한 경향성을 나타내었다. Fig. 11(b)에서 점선은 평균 특성속도 효율을 나타내며, 고정 추력제어 연소시험의 평균 특성속도 효율은 88.01%, 연속 추력제어 연소시험의 평균 효율은 89.46% 이었다.

Fig. 11 Characteristic velocity and heat flux of the uni-element thrust chamber for all hot-firing tests.

재생냉각 연소실의 열전달을 나타내는 열유속은 Eq. 7을 통해 계산될 수 있다. 여기서 A_i 는 실린더부와 노즐부의 내부 면적을 의미한다. 정압비열(C_p)은 실린더부와 노즐부 각각에서 온도와 압력의 평균값을 사용하여 구하였으며, ΔT_c 는 냉각채널 입구와 출구에서의 온도차이다. 내부 면적은 실린더부와 노즐부 각각의 전체 면적이며, 온도와 압력도 실린더부와 노즐부 각각의 입구와 출구에서 측정하였기 때문에 실린더부와 노즐부에서의 열유속은 각 부분의 전체 평균을 의미한다.

$$\ddot{q} = \frac{\dot{m}_c \times C_p \times \Delta T_c}{A_i} \quad (7)$$

실린더부와 노즐부의 평균 열유속 결과를 Fig. 11(c)에 나타내었다. 한두 개의 데이터를 제외하면 고정 추력제어 연소시험과 연속 추력제어 연소시험에서의 열유속은 매우 일치하였으며, 연소실 압력에 비례하여 커지는 것을 알 수 있다. 노즐부의 평균 열유속이 실린더부보다 두 배가량 높은 것은 노즐부에 존재하는 연소실 축소부와 노즐목에 열하중이 가장 집중되기 때문이다 [14-17].

5. 결 론

추진제의 유량조절을 통한 추력제어 연구를 위해 충북대학교 1 kN급 메탄엔진 연소시험설비에 유량제어 밸브가 설치되었다. 연소시험에 앞서 드라이런 테스트와 수류시험이 수행되어 밸브의 작동성을 확인하고 추진제가 안정적으로 공급되는지 확인하였다. 정격 추력 100%에서 연속 추력제어 연소시험을 수행하기 전, 안전을 위해 정격 추력의 50%~10%($\Delta 10\%$) 범위에서 고정 추력제어 연소시험과 연속 추력제어 연소시험을 진행하였으며, 연속 추력제어 연소시험이 안정적으로 이루어짐을 확인하였다. 고정 추력제어 연소시험과 연속 추력제어 연소시험의 결과를 비교하였을 때, 특성속도 효율과 열유속 결과

가 유사하였으며 이에 연속 추력제어 연소시험이 가능하다고 판단되었다.

본 논문의 연구를 바탕으로 현재 리세스 길이와 테이퍼 각도가 서로 다르며, 산화제 분사 방식이 전단 및 와류인 12개의 분사기에 대한 연속 추력제어 연소시험을 정격 추력 100%~10%, 혼합비 2.72~4.08 범위에서 수행하고 있다. 이러한 시험 결과는 후속 논문으로 제출될 예정이다.

후 기

본 논문은 과학기술정보통신부의 재원으로 한국연구재단(RS-2022-00156358) 및 한국항공우주연구원(KARI-FR21C00)의 지원을 받아서 수행되었으며, 이에 감사드립니다. 또한 연속 추력제어 연소시험을 가능하게 도움을 주신 한국항공우주연구원 임병직 책임연구원님, 비즈로넥스텍 채명일 부장님, 한양이엔지 지상연 부장님, 이종덕 차장님께 깊은 감사를 드립니다.

References

1. Dressler, G., "Summary of Deep Throttling Rocket Engines with Emphasis on Apollo LMDE," *42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Sacramento, C.A., U.S.A., AIAA 2006-5220, Jul. 2006.
2. Betts, E. and Frederick, R., "A Historical Systems Study of Liquid Rocket Engine Throttling Capabilities," *46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Nashville, T.N., U.S.A., AIAA 2010-6541, Jul. 2010.
3. Casiano, M.J., Hulka, J.R. and Yang, V., "Liquid-Propellant Rocket Engine Throttling: A Comprehensive Review," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 5, pp. 897-923, 2010.
4. Huzel, D.K. and Huang, D.H., *Modern*

- Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, Progress in Astronautics and Aeronautics, Washington, D.C., U.S.A., pp. 1-134, 1992.
5. Lee, J.Y. and Jung, T.K., "The Developing Trend of Valves for Liquid Rocket Engine," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 7, No. 2, pp. 68-75, 2009.
 6. Bahadori, A., *Natural Gas Processing: Technology and Engineering Design*, Gulf Professional Publishing, Houston, TX, U.S.A., pp. 371-439, 2014.
 7. Kang, D., Ahn, K., Lim, B., Han, S., Choi, H.S., Seo, S. and Kim, H., "Flow Control Characteristics of Cavitating Venturi in a Liquid Rocket Engine Test Facility," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 18, No. 3, pp. 84-91, 2014.
 8. Yoon, W., Yoon, H., Ahn, J. and Ahn, K., "Flow Measurement and Instrumentation Flow Control Characteristics of Throttling Venturi Valve with Adjustable Area," *Flow Measurement and Instrumentation*, Vol. 81, 102034, 2021.
 9. Baumann, H.D., *Control Valve Primer: A User's Guide*, 4th ed., International Society of Automation, North Carolina, U.S.A., 2009.
 10. "Cv Calculator for Valve Sizing," retrieved 23 Sep. 2022 from <https://www.gemini-valve.com/valve-sizing-cv-flow-calculator/>.
 11. Kang, C., Hwang, D., Ahn, J., Lee, J., Lee, D. and Ahn, K., "Methane Engine Combustion Test Facility Construction and Preliminary Tests," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 25, No. 3, pp. 89-100, 2021.
 12. "Rocket Propulsion Analysis," retrieved 4 Oct. 2022 from <https://www.rocket-propulsion.com/publications.htm>.
 13. Ponomarenko, A., "RPA: Tool for Rocket Propulsion Analysis," *Space Propulsion Conference*, Cologne, Germany, May 2014.
 14. Wang, Q., Wu, F., Zeng, M., Luo, L. and Sun, J., "Numerical Simulation and Optimization on Heat Transfer and Fluid Flow in Cooling Channel of Liquid Rocket Engine Thrust Chamber," *Engineering Computations*, Vol. 23, No. 8, pp. 907-921, 2006.
 15. Kang, Y.D. and Sun, B., "Numerical Simulation of Liquid Rocket Engine Thrust Chamber Regenerative Cooling," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 25, No. 1, pp. 155-164, 2011.
 16. Sutton, G.P. and Biblarz, O., *Rocket Propulsion Elements*, 9th ed, John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., Ch. 8, 2016.
 17. Leccese, G., Bianchi, D., Betti, B., Lentini, D. and Nasuti, F., "Convective and Radiative Wall Heat Transfer in Liquid Rocket Thrust Chambers," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 34, No. 2, pp. 318-326, 2018.